

主动式气动滑片对翼型气动及噪声特性影响研究

倪露露¹, 缪维跑¹, 李 春^{1,2}, 张万福¹

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093)

摘 要: 动态失速现象严重影响风力机气动性能, 在翼型前缘布置主动式气动滑片可有效改善失速现象。为此基于 NACA0012 翼型, 通过数值模拟研究气动滑片对翼型气动性能及噪声特性的影响。结果表明: 前缘气动滑片可有效提高翼型上仰过程中的气动性能, 较原始翼型气动滑片翼型的平均升力系数提高 24.2%、阻力系数降低 11.7%; 翼型上仰过程中, 气动滑片可抑制前缘分离涡向尾缘发展, 延缓前缘与尾缘分离涡的融合, 阻止分离涡从翼型表面脱落; 气动滑片并未增加翼型噪声水平, 但降低了翼型尾缘压力功率谱主频; 当改变翼型折合频率时, 气动滑片翼型的总声压级与原始翼型保持一致。

关 键 词: 动态失速; 主动式气动滑片; 气动性能; 噪声特性

中图分类号: TK83 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.mdjgc.2022.04.021

[引用本文格式] 倪露露, 缪维跑, 李 春, 等. 主动式气动滑片对翼型气动及噪声特性影响研究[J]. 热能动力工程, 2022, 37(4): 152-159. NI Lu-lu, MIAO Wei-pao, LI Chun, et al. Impacts of active aerodynamic sliding vane on the aerodynamic and noise characteristics of airfoils[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(4): 152-159.

Impacts of Active Aerodynamic Sliding Vane on the Aerodynamic and Noise Characteristics of Airfoils

NI Lu-lu¹, MIAO Wei-pao¹, LI Chun^{1,2}, ZHANG Wan-fu¹

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, China, Post Code: 200093;
2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai, China, Post Code: 200093)

Abstract: The dynamic stall phenomenon seriously affects the aerodynamic performance of the wind turbine, while the arrangement of active aerodynamic sliding vanes on the leading edge of the airfoil can effectively improve the stall phenomenon. Therefore, based on NACA0012 airfoil, the impacts of aerodynamic sliding vane on airfoil aerodynamic performance and noise characteristics are studied by the numerical simulation method. The results show that the active aerodynamic sliding vane on the leading edge can effectively improve the aerodynamic performance of the airfoil during its pitch-up process. Compared to the original airfoil, the average lift coefficient of the aerodynamic sliding vane airfoil is increased by 24.2% and the drag coefficient is reduced by 11.7%. During the pitch-up process of airfoil, the aerodynamic sliding vane can inhibit the leading edge separation vortex from moving to the trailing edge, delay the fusion of the leading edge and trailing edge separation vortices, and prevent the separation vortex from falling off the airfoil surface. The aerodynamic sliding vane does not increase the airfoil noise level, but it can reduce the main frequency of the airfoil trailing edge pressure power spectrum; when the airfoil reduced frequency is changed, the total sound pressure level of the aerodynamic sliding vane airfoil remains the

收稿日期: 2021-06-21; 修订日期: 2021-07-09

基金项目: 国家自然科学基金(51976131, 51676131); 上海“科技创新行动计划”地方院校能力建设项目(19060502200)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China(51976131, 51676131); Shanghai University Science and Technology Innovation Action Plan Local University Capacity Building Project(19060502200)

作者简介: 倪露露(1996-), 女, 山东济宁人, 上海理工大学硕士研究生。

通讯作者: 李 春(1963-), 男, 北京人, 上海理工大学教授。

same as the original airfoil.

Key words: dynamic stall, active aerodynamic sliding vane, aerodynamic performance, noise characteristics

引言

目前,风力发电已成为全球增长速度最快的可再生能源技术,风力机叶片作为捕获风能的唯一气动部件,其翼型气动性能直接影响风力机风能利用率^[1-2]。叶片在旋转过程中,当翼型攻角(Angle of attack, AOA)超过临界攻角时,极易发生流动分离及动态失速现象,严重影响风力机的气动效率和运行安全^[3]。此外,运行过程中风力机产生的噪声污染也在一定程度上限制了风电行业发展^[4]。因此,翼型气动性能和噪声特性一直是业内的研究重点^[5-7]。

近年来,国内外学者对如何改善翼型动态失速从而提高其气动性能开展了大量研究^[8-9]。Post等人^[10]采用等离子体控制对NACA0015翼型前缘分离流和动态失速涡进行研究,结果表明,在翼型俯仰周期内,等离子体可大幅提高升力系数。Müller Vahl等人^[11]开展的前缘稳定吹气实验发现,高动量流体可抑制动态失速涡,并有效降低载荷波动。赵振宙等人^[12]通过数值模拟研究证明,涡流发生器可改善风力机专用翼型DU91-W2-250在动态失速时的气动力迟滞现象,从而起到增升减阻的效果。许和勇等人^[13]研究了前缘充气技术对旋翼翼型动态失速控制效果的流动机理,结果表明,该技术可有效控制前缘分离涡的产生与发展,抑制了翼型动态失速。邹锦华等人^[14]通过参数化曲线方法对8种不同前缘翼型的动态失速特性开展研究,研究发现,加厚翼型吸力面可有效改善其俯仰过程中的气动性能,翼型前缘下弯也可以有效抑制动态失速现象,且变形越大抑制效果越好。

动态失速现象不仅影响翼型气动性能,对其噪声特性也产生一定影响^[15]。因此,气动噪声问题亦受到业内学者广泛关注。李典等人^[16]采用大涡模拟结合Lighthill声类比FW-H(Ffowcs Williams-Hawkings)模型的方法研究了多种仿生翼型的气动性能和噪声特性,研究发现,仿生翼型升阻比均较高,并提出仿生翼型声源为偶极子源。詹枫州等

人^[17]基于参数化建立翼型模型,研究前缘外形对风力机翼型气动性能及气动噪声的影响,研究指出,翼型前缘上弯时,声压级随着攻角增加呈递增趋势;当前缘下弯不变时,随厚度增加翼型声压级呈减小趋势。岳敏楠等人^[18]采用数值模拟方法研究气动弹片对NACA0018翼型气动性能和噪声特性的影响,研究发现,布置于翼型吸力面的气动弹片在大攻角下可显著提高升力系数,抑制流动分离向前缘发展的趋势,且翼型噪声总声压级在指向性分布上呈现偶极子特性。詹枫州等人^[19]通过数值模拟法研究非对称翼型钝尾缘厚度及其分配比对风力机翼型气动噪声的影响,研究发现,钝尾缘翼型会导致气动噪声增加,并提出翼型气动噪声增幅较小的尾缘形式。叶学民等人^[20]采用大涡模拟方法并结合FW-H模型研究不同覆冰状态下翼型气动性能及噪声特性,结果表明,翼型覆冰后将提前进入失速状态且气动性能下降,气动噪声明显增大。

上述研究发现,当翼型前缘采用有效的流动控制措施时,可减缓或抑制失速现象,但小攻角下采用控制技术易导致翼型气动性能降低^[21-22]。同时,现有研究大多针对翼型静态噪声特性,而对采用流动控制技术的翼型动态过程噪声研究较少。为此,本文采用计算流体力学软件STAR-CCM⁺进行数值模拟,针对翼型动态失速现象,提出一种主动式前缘气动滑片,并对比分析该翼型的噪声特性。

1 计算模型

1.1 气动滑片翼型模型

选用弦长 c 为0.15 m的NACA0012翼型,为抑制翼型前缘失速现象,其改进结构如图1所示。气动滑片距翼型前缘 $10\%c$,其长度为 $4.72\%c$,宽度为 $0.5\%c$,其中翼型处开槽口的宽度为 $0.8\%c$ 。

翼型绕转轴(即气动中心,距翼型前缘 $25\%c$ 处)作周期性振荡,运动过程中的运动攻角变化为:

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_1 \times \sin(2\pi ft) \quad (1)$$

式中: α_0 —平均攻角, ($^\circ$); α_1 —俯仰振幅, ($^\circ$); f —振荡频率, Hz; t —运动时间, s。

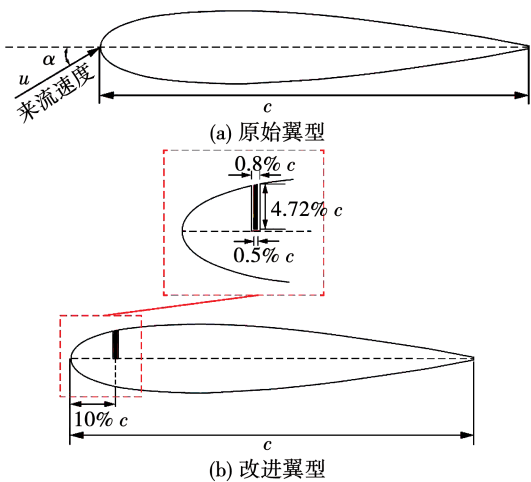


图 1 翼型结构几何示意图

Fig. 1 Geometric diagram of airfoil structure

选取翼型的动态失速工况为 $\alpha_0 = 10^\circ$ 和 $\alpha_1 = 15^\circ$, 对 NACA0012 翼型和滑片翼型在 $-5^\circ \sim 25^\circ$ 攻角下的振荡问题进行求解。图 2 为滑片伸出高度及翼型俯仰运动随攻角变化示意图, 其中 T 为滑片往复运动周期。攻角大于 10° 时, 气动滑片开始向外伸出; 当攻角上仰至 20.5° 时, 滑片高度达到最大; 当攻角进一步增大, 滑片高度保持不变。下俯过程中, 当攻角小于 20.5° 时, 滑片高度开始减小; 当攻角为 10° 时, 滑片收缩至原始位置, 滑片保持该位置并继续做俯仰振荡。

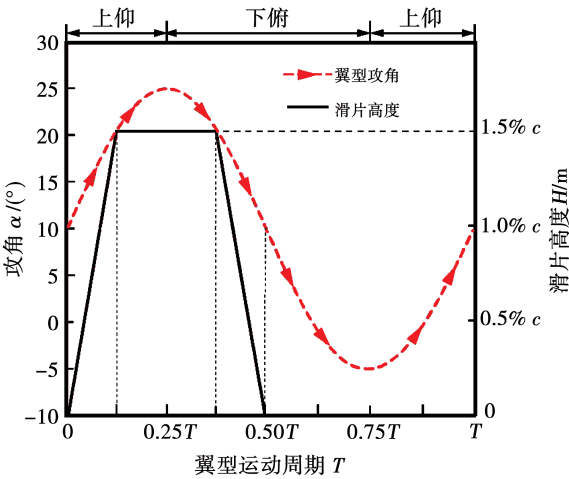


图 2 滑片高度随攻角变化

Fig. 2 Variations of sliding vane heights with AOA

1.2 数值计算方法及边界条件

采用计算流体力学软件 STAR-CCM⁺ 对翼型气动性能进行数值模拟。湍流模型采用 Transition SST

和 DES 模型。在非定常计算过程中, 时间和空间的离散化精度均采用二阶迎风格式。

图 3 为流场计算区域及边界条件。计算域划分为 3 块子区域, Z_1 是半径为 $3c$ 的圆, 绕气动中心旋转, 虚线处设置为滑移壁面, 以保证不同区域间信息传递。 Z_3 为远场区域, 上、下边界距旋转中心 $20c$, 翼型气动中心距入口和出口分别为 $20c$ 和 $40c$ 。 Z_2 为网格加密区。计算域 AB 为速度进口, 来流速度 u 为 16.69572 m/s , 介质为空气, 以弦长为特征长度对应的雷诺数为 1.35×10^5 ; DC 为压力出口, 相对压力为 0 Pa ; AD 和 BC 为对称边界, 翼型表面为无滑移壁面。

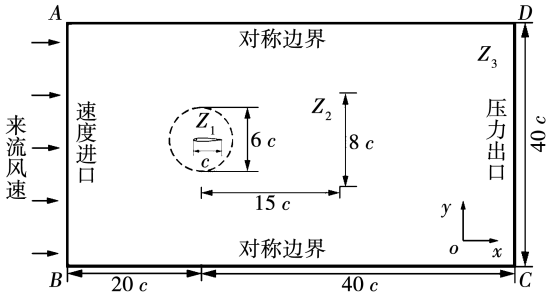


图 3 计算域及边界条件

Fig. 3 Calculation domain and boundary conditions

图 4 为计算域网格分布图。采用非结构多边形网格, 为捕捉壁面边界层流动, 翼型壁面采用四边形棱柱层网格, 为保证无量纲数 y^+ 约为 1, 取第 1 层网格高度为 $1.95 \times 10^{-5} \text{ m}$ 。文献[23]研究发现, 时间步长采用 $\Delta t = 0.01c/u$ 时可较好捕捉漩涡脱落与翼型表面载荷。采用该时间步长对数值模拟进行验证后发现, 在翼型表面布置约 1 000 个节点, 网格总数为 258 400 时, 计算值与实验值吻合较好且满足计算精度。

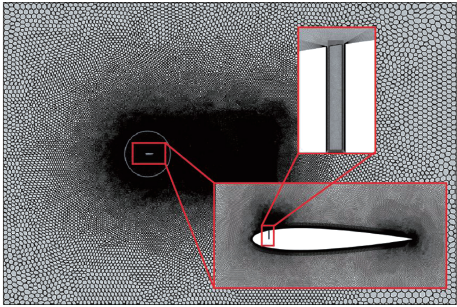


图 4 计算域网格分布

Fig. 4 Grid distribution of calculation domain

2 翼型噪声特性数值计算

2.1 FW-H 声类比法

Ffowcs Williams 和 Hawkings 提出的声类比法是预测远场噪声最常用的一种方法^[24],由 Williams 等人^[25]在 Curle 方程基础上引入 Heaviside 广义函数,推导出 FW-H 声波波动方程。

Heaviside 广义函数为:

$$H(f) = \begin{cases} 1, f(x, t) < 0 \\ 0, f(x, t) > 0 \end{cases} \quad (2)$$

$f(x, t = 0)$ 时为控制面方程。 $f(x, t) < 0$ 为控制面内部, $f(x, t) > 0$ 为控制面外部。根据引入 Heaviside 广义函数,推导出 FW-H 声波方程为:

$$\frac{1}{c_0} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] + \frac{\partial}{\partial t} [(\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n) \delta(f)) - \frac{\partial}{\partial x_i} [(p_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n) \delta(f))]] \quad (3)$$

式中: c_0 — 声速, m/s; p' — 接收点声压, Pa; T_{ij} — 莱德希尔应力张量; ρ_0, ρ — 流体密度和流体静止时密度, kg/m³; v_n — 积分表面上的法向速度, m/s; u_n — 垂直于积分表面上的流体速度, m/s; p_{ij} — 流体压力扰动量, Pa; $\delta(f)$ — 狄拉克函数。

2.2 计算模型及监测点分布

采用 STAR CCM⁺ 中气动声学模块进行求解,对于非定常状态中细小的压力波动进行捕捉,采用 DES 湍流模型。该模型在近壁面区域采用雷诺时均方程,在远离壁面的主流区域采用大涡模拟^[19]。

在翼型俯仰运动中,当升阻力系数趋于稳定状态时,引入基于 Lighthill 声类比 FW-H 模型计算各监测点的声压脉动信号。气动噪声计算时间步长为 5×10^{-5} s,且每个时间步记录一次噪声信号。为探究前缘气动滑片对翼型气动噪声的影响,在滑片法向 $0.5c, c$ 和 $2c$ 处分别布置监测点 A、B、C,在翼型尾缘下游 $c, 2c$ 和 $3c$ 处布置监测点 D、E、F,如图 5 所示。

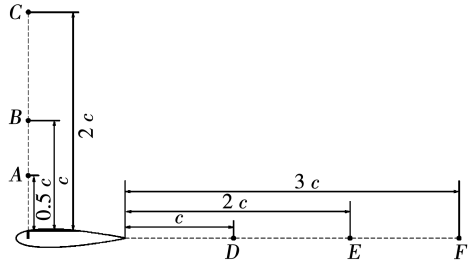


图5 监测点分布

Fig.5 Distribution of monitoring points

3 结果分析

3.1 气动性能

当翼型在小攻角下运动时,未发生失速现象,攻角逐渐增大时,翼型前缘产生分离涡,导致整体翼型气动性能急剧降低而出现失速现象。为延缓翼型失速发生,在其前缘布置主动式气动滑片,滑片伸出高度随攻角变化如图 2 所示。图 6 为原始翼型与前缘气动滑片最大高度为 $1.5\%c$ 时,一个周期内翼型升阻力系数变化曲线。

由图 6(a)中可知,翼型上仰过程中气动滑片可延缓翼型动态失速现象。攻角小于 25° 时,随攻角增加,气动滑片翼型升力系数未出现峰值且不断增大,但原始翼型升力系数降低,出现局部最小值。在下俯过程中,气动滑片翼型升力系数较原始翼型略有提高。对比图 6(b)发现,采用气动滑片后,上仰过程中翼型阻力系数可大幅降低,但下俯过程中阻力系数最大值高于原始翼型,攻角不断减小时,阻力系数与原始翼型相比变化较小。对比原始翼型发现,采用气动滑片可使翼型平均升力系数由 0.579 增加至 0.719,提高 24.2%;阻力系数由 0.229 减小至 0.202,降低 11.7%。同时,对比图 6(c)可知,当翼型前缘采用气动滑片时,翼型气动性能明显改善。在整个俯仰运动过程中,气动滑片翼型升阻比始终高于或等于原始翼型,这充分说明气动滑片可以有效提高翼型气动性能。

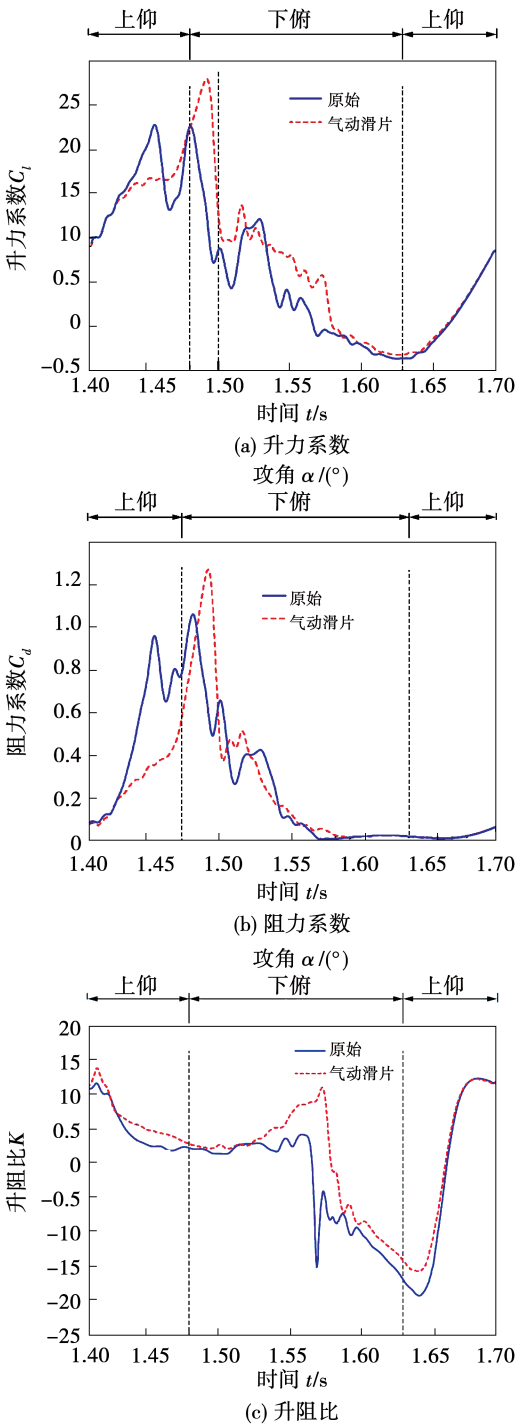


图 6 升阻力系数曲线
Fig. 6 Curves of lift drag coefficient

图 7 为不同攻角下,翼型周围压力分布与流线变化。由图 7 可知,气动滑片可有效延缓翼型前缘分离涡的产生和脱落,从而改善翼型气动性能。当原始翼型上仰至 17.4°时,尾缘处出现大范围流动分离,而气动滑片翼型仅在前缘与尾缘出现较小的分离气泡。随攻角继续增加至 23.9°,原始翼型前

缘产生的分离涡与尾缘附近产生的分离涡相融合,形成的大涡旋从翼型表面脱离,此时使翼型的升力系数出现骤升骤降,而气动滑片阻碍前缘产生的分离涡向尾缘发展,使翼型吸力面所产生的小分离泡仍附着于翼型表面,翼型升阻力系数未出现大幅变化,保持相对稳定。当翼型增加至最大攻角(25°)时,气动滑片无法抑制分离涡的产生,翼型处于深度失速状态,气动性能急剧下降。翼型下俯过程中,攻角逐渐减小,翼型由失速状态缓慢恢复稳定。

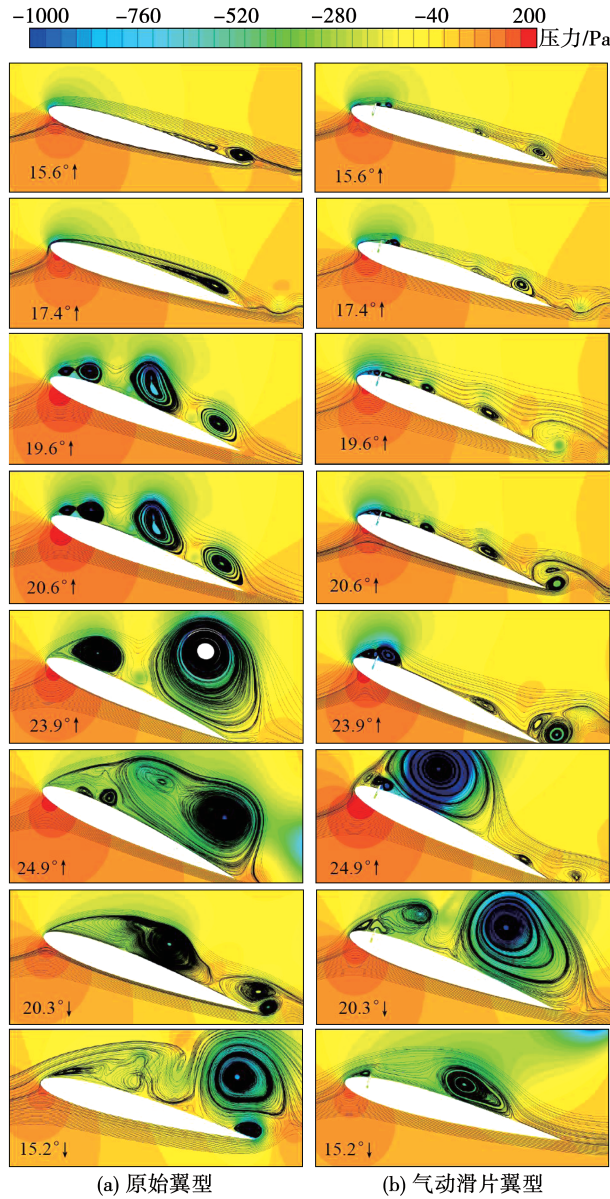


图 7 不同攻角翼型周围压力云图及流线
Fig. 7 Contours and streamlines of pressure around airfoil at diffetent AOAs

3.2 气动噪声特性

翼型前缘采用气动滑片后周围流场压力分布发生明显变化,可能导致压力脉动更加不规则,而不规则压力脉动将诱发气动噪声。因此,前缘气动滑片将对不同运动状态下翼型的气动噪声产生影响。

图 8 为原始翼型与气动滑片翼型俯仰运动过程中不同监测点(A,B,C,D,E,F)周围一个周期的声压级。由图 8 可知,原始翼型与前缘气动滑片翼型各接收点声压级变化趋势基本保持一致,未有明显主频。气动滑片法向监测点 A、B、C 声压级随频率增加出现先减小后增大,最后呈小幅度下降的趋势,

但气动滑片翼型在高频段未出现峰值。当监测点距离增大时,声压级开始逐渐减小,这是因声音在传播过程中会有能量耗散,导致声压级出现衰减。

在两种翼型尾迹处,当频率低于 2 kHz 时,声压级变化趋势与法向监测点声压级变化趋势一致,但当频率高于 2 kHz 时,因翼型在周期内做俯仰运动,扰乱尾缘涡的自由脱落频率,使尾缘压力变化较大,从而导致翼型高频段声压级出现明显波动,气动滑片翼型与原始翼型声压级变化趋势相同。由此可得,采用气动滑片未增加不同频率下翼型的声压级,且与原始翼型保持一致。

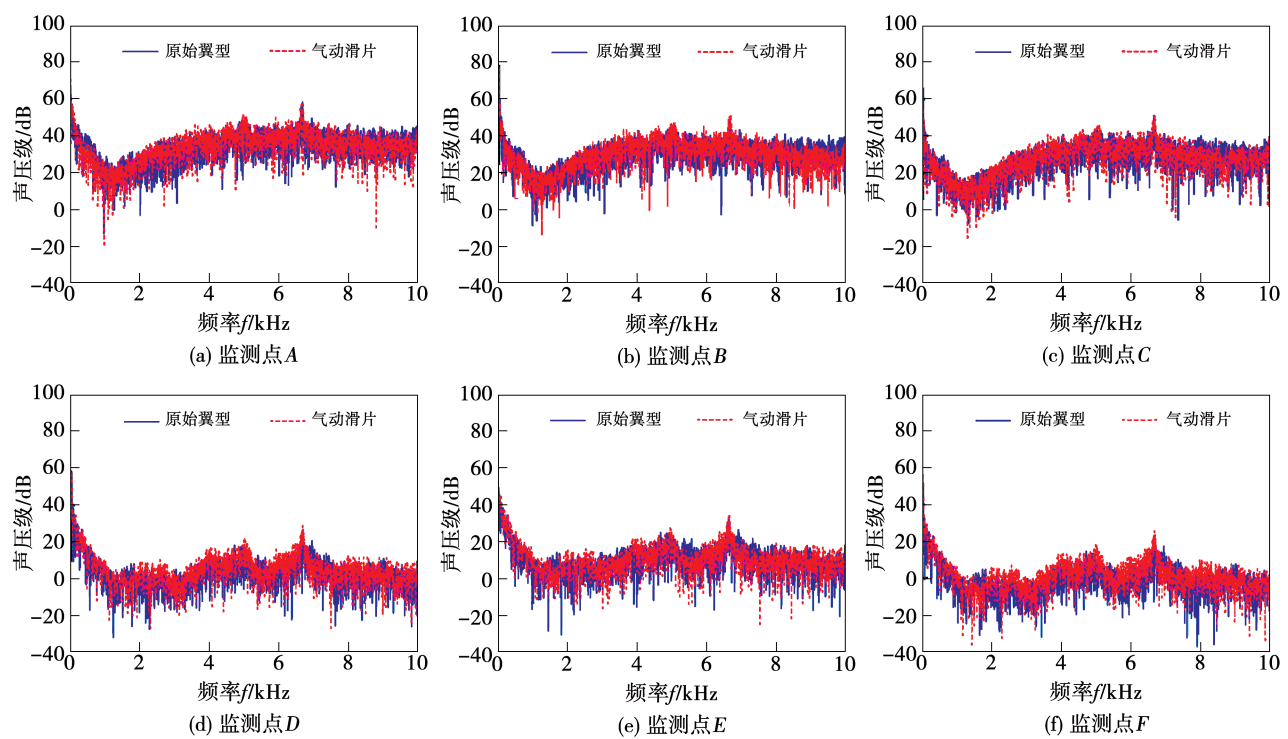


图 8 不同监测点声压级

Fig. 8 Sound pressure levels at different monitoring points

翼型气动噪声与其周围压力分布密切相关,图 9 给出了不同监测点处原始翼型与气动滑片翼型的压力波动频谱图。由图 9 可知,前缘气动滑片翼型压力功率谱密度在数值上明显低于原始翼型,且均集中在低频段。对比滑片法向上监测点发现,随监测距离增加,功率谱密度的主频幅值急剧下降,在监测点 C 处,最大值减小了 40%。同时发现,原始翼型主频和次频分布明显,而由于气动滑片作用,改善了翼型前

缘压力的波动和变化,使其仅有一个主频,且与原始主频保持一致。对比翼型尾缘监测点可知,因气动滑片延缓分离涡产生和脱落,使尾缘压力波动发生明显改变,压力波动频谱远低于原始翼型。同时,气动滑片改变了原始翼型压力波动主频,使主频率与功率谱密度均减小,并未出现次频。由此可得,气动滑片可改善翼型流场结构,并延缓失速产生和较小主涡从翼型上脱落的频率,从而延缓失速发生。

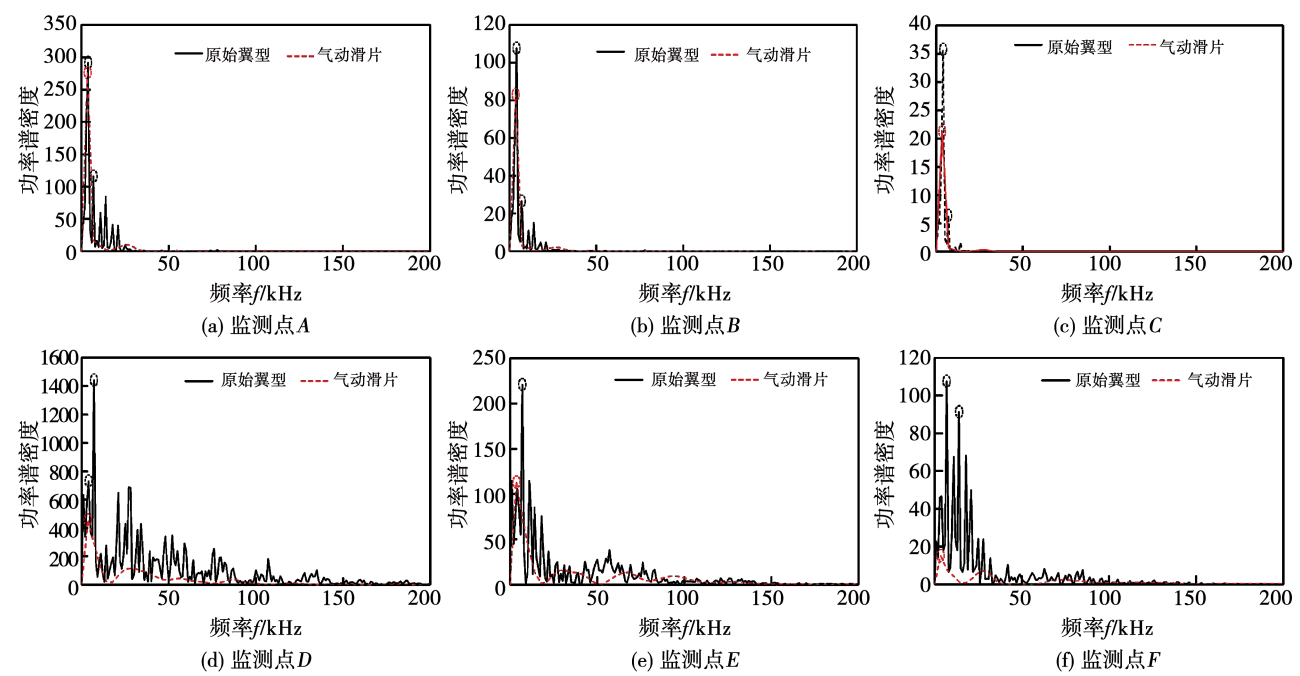


图 9 不同监测点压力频谱图

Fig. 9 Pressure spectrum diagrams at different monitoring points

翼型俯仰运动过程中,无量纲参数折合频率 k 可描述振动运动对来流的非定常影响程度,其大小表征振动运动对主流运动的影响程度,定义为:

$$k = \omega c / 2u \tag{4}$$

式中: c —翼型弦长,m; u —来流速度,m/s。

表 1 为翼型不同折合频率下,各监测点总声压级。

表 1 不同折合频率下翼型总声压级(dB)

Tab. 1 Total sound pressure level of airfoil at different reduced frequencies(dB)

监测点	气动滑片翼型			原始翼型		
	$k = 0.025$	$k = 0.05$	$k = 0.1$	$k = 0.025$	$k = 0.05$	$k = 0.1$
A	88.18	91.30	88.39	88.49	87.21	86.84
B	78.89	80.17	77.67	78.32	77.08	76.71
C	70.10	70.04	66.82	69.96	67.27	66.31
D	68.49	68.36	67.88	69.23	68.95	68.62
E	58.53	58.43	57.89	58.88	58.63	58.38
F	52.51	52.36	51.78	52.81	52.41	52.13

由表 1 可知,相较原始翼型,气动滑片翼型各监测点处总声压级并未出现大幅度变化,随原始翼型折合频率增加,总声压级均略有降低。当翼型前缘

采用气动滑片时,不同折合频率下,尾缘各监测点总声压级低于原始翼型,而前缘监测点处,滑片翼型总声压级相对稳定,并与原始翼型总声压级基本保持一致。

4 结 论

本文采用数值模拟方法,分析前缘气动滑片对翼型在俯仰运动过程中气动及噪声特性的影响,结论如下:

(1) 整个俯仰运动过程中,当翼型处于大攻角时,前缘气动滑片能有效抑制分离涡产生与发展,有效延缓分离涡从翼型吸力面脱落,改善翼型周围流场分布结构。

(2) 气动滑片可改变翼型气动参数的变化趋势,当上仰攻角小于 25° 时,气动滑片翼型升力系数未出现骤升骤降,阻力系数均低于原始翼型;相较原始翼型,一周期内气动滑片翼型的平均升力系数提高 24.2%,阻力系数降低 11.7%。

(3) 翼型前缘布置气动滑片,对翼型气动噪声影响较小,不同监测点处声压级变化趋势保持一致。

(4) 采用气动滑片后,极大降低压力功率谱主

频,同时对比不同折合频率下,翼型监测点总声压级,气动滑片翼型噪声未随折合频率增加而增大,噪声水平保持相对稳定。

参考文献:

- [1] MOHAMED O S, IBRAHIM A A, ETMAN A K, et al. Numerical investigation of Darrieus wind turbine with slotted airfoil blades [J]. *Energy Conversion and Management*, 2020, 5: 100026.
- [2] ZHU C, CHEN J, WU J, et al. Dynamic stall control of the wind turbine airfoil via single-row and double-row passive vortex generators [J]. *Energy*, 2019, 189: 116272.
- [3] YANG Y, LI C, ZHANG W F, et al. Investigation on aerodynamics and active flow control of a vertical axis wind turbine with flapped airfoil [J]. *Journal of Mechanical Science & Technology*, 2017, 31 (4): 1645 – 1655.
- [4] GHASEMIAN M, NEJAT A. Aerodynamic noise prediction of a horizontal axis wind turbine using improved delayed detached eddy simulation and acoustic analogy [J]. *Energy Conversion and Management*, 2015, 99: 210 – 220.
- [5] PENG H Y, LAM H F, LIU H J. Power performance assessment of H-rotor vertical axis wind turbines with different aspect ratios in turbulent flows via experiments [J]. *Energy*, 2019, 173: 121 – 132.
- [6] 郝文星, 李 春, 丁勤卫, 等. 自适应襟翼流动分离控制数值研究 [J]. *中国电机工程学报*, 2019, 39(2): 536 – 542.
HAO Wen-xing, LI Chun, DING Qing-wei, et al. Numerical study on flow separation control of adaptive flap [J]. *Proceedings of the CSEE*, 2019, 39(2): 536 – 542.
- [7] LI Q S, SHU Z R, CHEN F B. Performance assessment of tall building-integrated wind turbines for power generation [J]. *Applied Energy*, 2016, 165: 777 – 788.
- [8] ZHU H T, HAO W X, LI C, et al. A critical study on passive flow control techniques for straight-bladed vertical axis wind turbine [J]. *Energy*, 2018, 165: 12 – 25.
- [9] BIANCHINI A, BALDUZZI F, DI R D, et al. On the use of Gurney flaps for the aerodynamic performance augmentation of Darrieus wind turbines [J]. *Energy Conversion and Management*, 2019, 184: 402 – 415.
- [10] POST M L, CORKE T C. Separation control using plasma actuators: dynamic stall vortex control on oscillating airfoil [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(12): 3125 – 3135.
- [11] MÜLLER V, HANNS F, NAYERI C N, et al. Dynamic stall control via adaptive blowing [J]. *Renewable Energy*, 2016, 97: 47 – 64.
- [12] 赵振宙, 苏德程, 王同光, 等. 涡流发生器对动态失速影响的模拟研究 [J]. *机械工程学报*, 2019, 55(24): 203 – 209.
- ZHAO Zhen-yu, SU De-cheng, WANG Tong-guang, et al. Simulation study on the effect of vortex generators on dynamic stall [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(24): 203 – 209.
- [13] 许和勇, 邢世龙, 叶正寅, 等. 基于充气前缘技术的旋翼翼型动态失速抑制 [J]. *航空学报*, 2017, 38(6): 86 – 98.
XU He-yong, XING Shi-long, YE Zheng-yin, et al. Dynamic stall suppression for rotor airfoil based on inflatable leading edge technology [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38 (6): 86 – 98.
- [14] 邹锦华, 李 春, 卜庆东, 等. 翼型前缘对翼型动态气动性能影响的数值分析 [J]. *热能动力工程*, 2019, 34(9): 57 – 66.
ZOU Jing-hua, LI Chun, BU Qing-dong, et al. Numerical analysis on dynamic aerodynamic performance of airfoil leading edge [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34 (9): 57 – 66.
- [15] GHASEMIAN M, ASHRAFI Z N, SEDAGHAT A. A review on computational fluid dynamic simulation techniques for Darrieus vertical axis wind turbines [J]. *Energy Conversion and Management*, 2017, 149: 87 – 100.
- [16] 李 典, 刘小民. 几种仿生翼型气动性能及噪声特性研究 [J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(12): 2629 – 2632.
LI Dian, LIU Xiao-ming. Numerical study on aerodynamic performance and noise characteristic of several bionic airfoils [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36 (12): 2629 – 2632.
- [17] 詹枫州, 叶 舟, 李 春, 等. 前缘改形对翼型气动噪声特性影响 [J]. *热能动力工程*, 2019, 34(7): 142 – 151.
ZHAN Zong-zhou, YE Zhou, LI Chun, et al. Influence of modification of leading edge on aerodynamic noise characteristics of airfoil [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2019, 34(7): 142 – 151.
- [18] 岳敏楠, 李 春, 郝文星, 等. 气动弹片对翼型气动及噪声特性的影响 [J]. *中国机械工程*, 2019, 30(12): 1409 – 1416.
YUE Min-nan, LI Chun, HAO Wen-xing, et al. Effects of flap on aerodynamic and noise characteristics of airfoil [J]. *China Mechanical Engineering*, 2019, 30(12): 1409 – 1416.
- [19] 詹枫州, 叶 舟, 张俊伟, 等. 非对称钝尾缘翼型气动噪声数值研究 [J]. *动力工程学报*, 2018, 38(11): 925 – 933.
ZHAN Zong-zhou, YE Zhou, ZHANG Jun-wei, et al. Numerical study on aerodynamic noise of asymmetric airfoil with blunt trailing edge [J]. *Journal of Chinese Society of Power Engineering*, 2018, 38(11): 925 – 933.